

# EUROPEAN PATENT OFFICE

## Patent Abstracts of Japan

PUBLICATION NUMBER : 55142909  
PUBLICATION DATE : 07-11-80

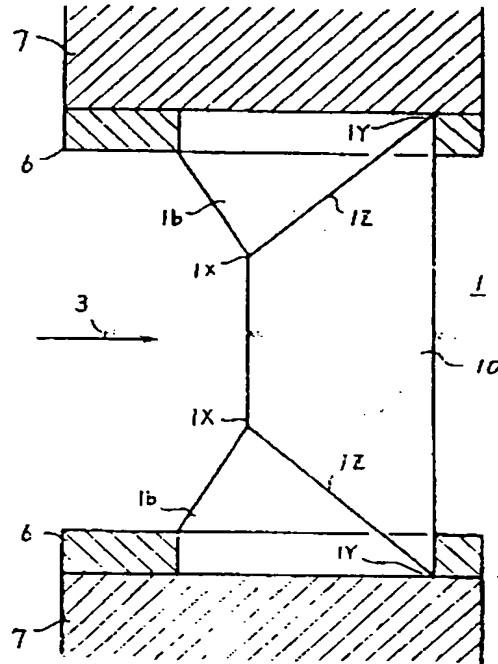
APPLICATION DATE : 25-04-79  
APPLICATION NUMBER : 54050352

APPLICANT : HITACHI LTD;

INVENTOR : SASADA TETSUO;

INT.CL. : F01D 9/02

TITLE : TURBINE BLADE



**ABSTRACT :** PURPOSE: To improve a weldability and welding strength of a blade, by welding a variable section blade in the method of division type and forming said division pattern into a diagonally cutting shape.

CONSTITUTION: A variable section blade is divided into a constant section part 1a and variable section part 1b, worked machining, formed welding as an integral unit, linked welding a plurality of sheets in a ring shape by spacers 6 to constitute a blade cascade and fixed welding to a diaphragm 7. Division patterns of the constant section part 1a in the central part of a blade 1 and the variable section part 1b at both end parts of the blade 1 are formed into a diagonally cut shape that connects a line from a variable section start point 1X of the blade leading edge to an intersecting point 1Y of the blade trailing edge and the end face in the blade length direction. In this way, regions near the blade trailing edge ends 1Y of thin pad are portions (b) to be welded together with the spacers 6 when the blade cascades are welded, thus capable of improving a weldability and welding strength.

COPYRIGHT: (C)1980,JPO&Japio

**THIS PAGE BLANK (USPTO)**

⑬ 日本国特許庁 (JP)  
⑭ 公開特許公報 (A)

⑪ 特許出願公開  
昭55—142909

⑯ Int. Cl.<sup>3</sup>  
F 01 D 9/02

識別記号  
1 0 4

庁内整理番号  
7515—3G

⑫ 公開 昭和55年(1980)11月 7 日

発明の数 1  
審査請求 未請求

(全 5 頁)

⑬ タービン翼

⑭ 特 願 昭54—50352

⑮ 出 願 昭54(1979) 4 月25日

⑯ 発 明 者 笹田哲男

日立市幸町3丁目1番1号株式

会社日立製作所日立工場内

⑰ 出 願 人 株式会社日立製作所

東京都千代田区丸の内1丁目5  
番1号

⑱ 代 理 人 弁理士 高橋明夫

明 細 書

発明の名称 タービン翼

特許請求の範囲

1. 翼中央部の一定断面形状部と、翼端部の断面形状が漸次拡大される変断面形状部とからなるタービン翼において、この一定断面形状部と変断面形状部とを分割形式とすると共に、これら分割面が翼前縁での一定断面形状部と変断面形状部との区分点近傍から、翼端面と翼後縁との交点近傍に至るよう形成し、このように分割した分割面を溶接接合するようにしたことを特徴とするタービン翼。
2. 前記分割面が翼端面と翼後縁との交点近傍で且つタービン翼端部に固着されるスペーサとの接合部範囲に至るよう形成したことを特徴とする特許請求の範囲第1項記載のタービン翼。

発明の詳細な説明

本発明は、蒸気、ガスタービン等の軸流機械において、出力段落を構成する静翼列に関するもの

(1)

である。

従来の蒸気タービン等の軸流機械に使用されている静翼列を第1図に示す。複数個の翼1は、上下の側壁2によつて固定され、環状の翼列を構成している。このような翼列では、翼1および側壁2と、翼間を通過する流体3との摩擦によつて生ずる摩擦損失以外に、2次流れ損失と称せられる損失が発生する。この2次流れ損失の発生機構を簡単に説明する。1対の翼1の翼間の流路を通過する流体3は、翼間流路内において、その流動方向を転向する。この転向する流体3の遠心力とのつり合いから、翼1の凹面の圧力は、凹面の圧力よりも常に高い状態となつてゐる。ところで、側壁2の近く近傍を通過する流体4は、側壁2との摩擦により、主流3に比べて、非常に流速の遅い流れとなつており、いわゆる境界層流れとなつてゐる。この境界層部の流れ4は、主流3に比べて流速が遅いため、流れの遠心力と前述の翼1の凹凸面の圧力とのバランスがくずれ、圧力の高い凹面から、圧力の低い凸面に向つて、側壁2の近傍

(2)

にて流路を横断する2次流れ4となる。この2次流れ4は、翼1の凸面と側壁2のコーナ部において、翼1に衝突してコーナ渦5を発生する。このコーナ渦5は、軸流機械の出力エネルギーとしては取り出せず、いわゆる2次流れ損失となるものである。ところで、このような2次流れ損失を低減する手段として現在第2図及び第3図に示すような翼弦長、翼厚み漸増翼が検討されている（特昭50年第157597号）。この翼形の概略を説明する。第2図に示すように、翼1は、上下の側壁2に近づくにしたがい、中央部1aの翼断面形状を漸次拡大させた形状1bとなつてゐる。すなわち第3図(a)は第2図のB-B断面を示すものであるが、翼の弦長CDおよび翼厚みDをそれぞれCD'、D'まで拡大しているものである。第3図(b)は、第3図(a)に示す翼の翼面の圧力分布を示すものである。第3図(b)で実線9は、凹面1cの圧力分布、実線8は一定断面部1aの凸面1d、一点鎖線8'は、変断面部1b、特に図2において側壁2と翼1のつけ根部の翼凸面1d'での圧

(3)

変断面部1bと一定断面部1aを分割加工して溶接により一体化したものが考えられる。ところが、軸流機械の翼は、その性能低下を最小限にするため、第4図(b)に示すように翼後縁1eの厚み1、を極力薄くする必要があり、蒸気タービンの例では、0.6mm~0.4mm程度と非常に薄い。このため、翼後縁近傍では、母材の溶け落ちなどが生じて、非常に溶接が困難である。さらに、翼後縁1dは厚みが薄いため、強度的にも厳しい条件となつており、この後縁部に溶接部が存在することは、き裂の発生起点ともなり得て、強度上問題となる可能性がある。

本発明の目的は、溶接性が良好で且つ強度上も安全にした2次流れ損失の低減を図る変断面タービン翼を提供するものである。

本発明の要点は、変断面翼を分割タイプの溶接式とし、この分割形状を、翼前縁部の変断面開始点から翼後縁と翼長方向の端面との交点とを結んだ斜め切断形状として相互に溶接するようにしたものである。

(5)

特開昭55-142909(2)

力分布を示すものである。第3図(b)に示すように、翼凸面1d'の圧力8'は、翼断面形状を拡大したことにより、中央部の翼凸面1dよりも上流側で流れが加速され、相対的に翼凸面1dの圧力8よりも低い圧力となる。

翼長方向の圧力変化は、第2図に示すように、側壁2から、変断面形状部1b部を通過する流体3'を、側壁方向に偏向させる。この偏向された流れ3'は、2次流れ損失によつて低エネルギー状態となつてゐる側壁2近傍の流体に、主流のエネルギーを供給するとともに、翼凸面上を、側壁2から翼中央部1aに向つて巻き上がつてくるコーナ渦5の発達を抑えるものである。このように、前述の翼形によれば、2次流れ損失の発生を低く抑えて、ターボ機械の効率を向上させることが可能である。

しかしながら、このような変断面翼の製作加工は、たとえば全体を1個の素材より削り出すような加工法では、非常に加工工数を要する困難なものとなる。そこで第4図(a)に示すような、翼1の

(4)

次に本発明の実施例を第5図乃至第7図を用いて説明する。翼1は第5図及び第6図に示すように、一定断面部1aとその端部の変断面部1bとに分割して加工され、これを溶接して一体化されている。溶接された翼1はスペーサ6によつて複数枚環状に連結溶接されて翼列を構成しダイヤフラム7に溶接されて固定される。そして翼1の中央部である一定断面部1aと翼両端部にある変断面部1bの分割形状は、主流3の流入側すなわち上流側の翼前縁部において、断面が変化し始める点、すなわち前縁変断面開始点1Xと、翼後縁と翼長方向の終端とが交差する点すなわち、後縁終端1Yとを結ぶ直線1Zで分割されており、この分割線1Zが翼一体化溶接の溶接部となつてゐる。

第7図は、変断面部1bの分割形状を示すと同時に、分割面1Zの斜影図を图中斜線をほどとした図で表わしている。第7図に示すように、翼の斜断面形状は、後縁端1Yで非常に薄い肉厚となつてゐる。このような分割形状によれば、肉厚の

(6)

薄い翼後縁端1 Y近傍の領域 $\angle$ は、翼列溶接時には第5図に示すスペーサ6と接溶される部分りとなる。したがって、後縁端1 Yの近傍のスペーサ押込部 $\gamma$ あるいは $\angle$ の長さの部分は、溶接時に母材の溶け落ち等が生じても、スペーサ6との溶接時に再溶接されるので何ら問題ない。さらには、母材の溶け落ちを防ぐために、後縁端1 Yの近傍 $\angle$ の長さの領域のうち1 Yから $\frac{1}{2}\angle$ 程度の範囲にわたって溶接を行なわないといった事も可能である。さらに、翼の強度上の観点から言えば、溶接欠陥、材料劣化の生じやすい溶接部となる肉厚の薄い翼後縁端1 Yは、スペーサ6と溶接されてしまうため、強度上の弱点とはならず、強度条件が特に厳しい箇所の翼後縁部に何ら溶接部を残すことなく、全体削り出し翼と同等の強度を具備するものである。

なお、以上の記述からわかるように、翼後縁の分割開始点1 Yは、必ずしも翼後縁端である必要はなく、スペーサ6との溶接部の範囲内にあれば良く、分割割も直線、曲線どんなものでも良い。

(7)

図、第4図(b)は第4図(a)のB-B断面図、第5図は本発明の一実施例である分割構造の断面図、第6図及び第7図は変断面翼の分割状態を示す説明図、第8図は本発明の他の実施例を示す変断面翼の断面図である。

1…翼、1 a…翼一定断面部、1 b…翼変断面部、1 X…前縁変断面開始点、1 Y…後縁終端、1 Z…分割線。

代理人 弁理士 高橋明夫



(9)

# 特開昭55-142909(3)

このように、本発明によれば、2次流水損失を低減してターボ機械の性能を向上し得る変断面翼を、簡単な溶接式とすることが可能であると同時に、強度的にも一体削り出し翼と同等の強度を有する翼が製作可能となりターボ機械の性能と信頼性を同時に向上させ得るという効果が達成される。

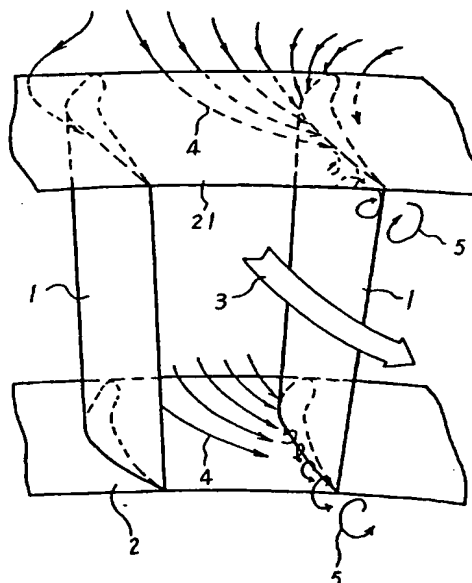
第8図は、本発明の他の実施例を示すものであるが、翼1の分割形状は、翼前縁変断面開始点1 Xから直線でスペーサ6の流路表面との交点で折れ曲がり、分割の終点1 Yを、翼端に位置せしめたものである。このような形状では、分割部分1 a、1 bの個々の加工工数が若干増大するが、後縁近傍の薄肉部では溶接部分が存在しなくなるので、溶接性及び溶接強度は更に良効となる。

図面の簡単な説明

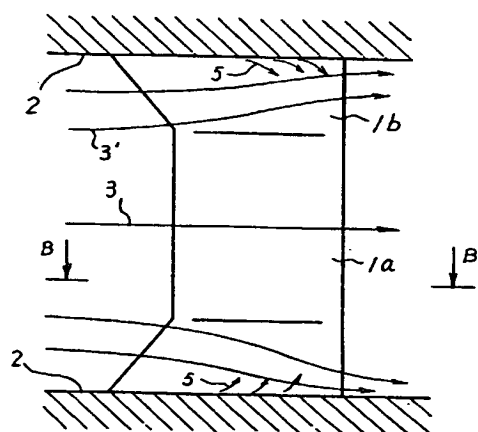
第1図は翼列と2次流れ損失の発生機構を示す説明図、第2図は本発明の対象となる変断面翼を示す概略図、第3図(a)は第2図のB-B断面図、第3図(b)は第3図(a)における翼面上の圧力分布図、第4図(a)は考えられる分割構造の変断面翼の概略

(8)

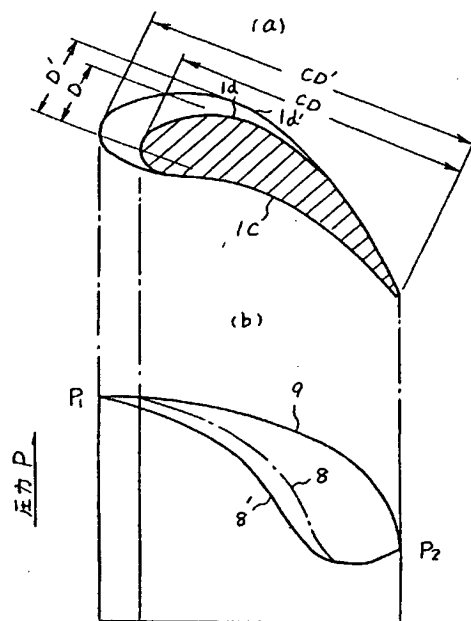
## 第1図



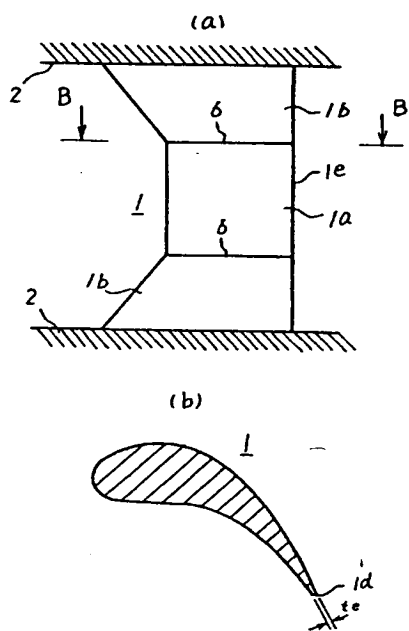
第2図



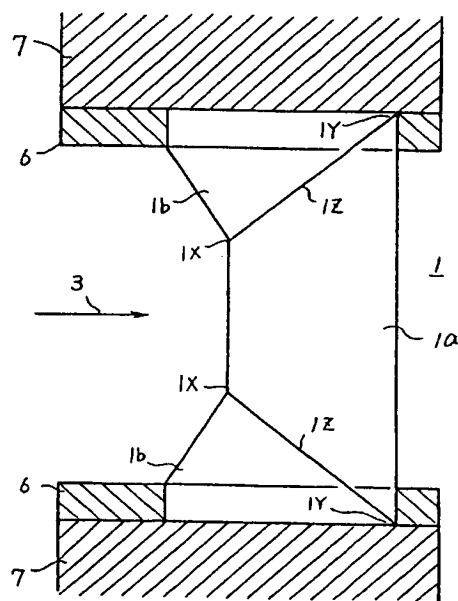
第3図



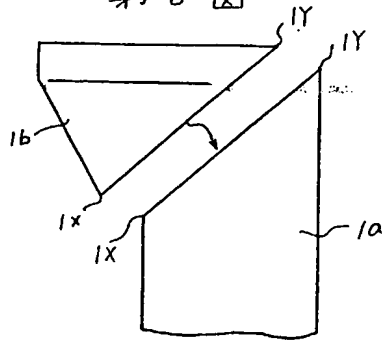
第4図



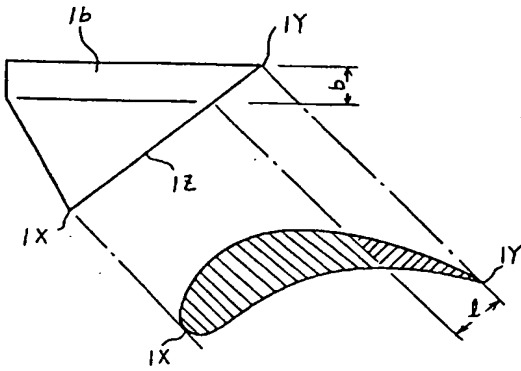
第5図



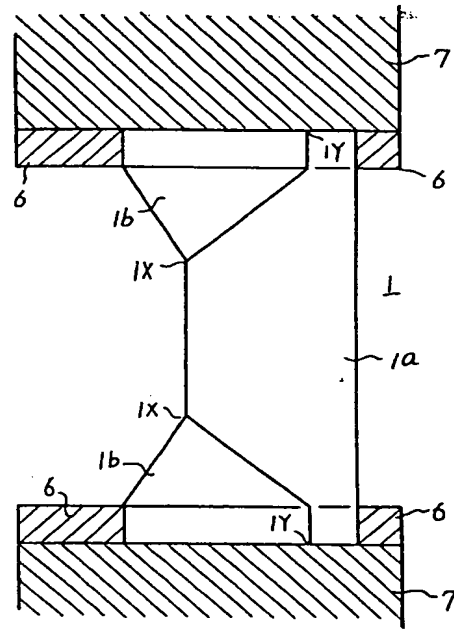
第 6 図



第 7 図



第 8 図



THIS PAGE BLANK (USPTO)